

УДК 621.3.084

© Д. В. Лисин

РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДА ПОЭЛЕМЕНТНОГО КОНТРОЛЯ ЛИТИЙ-ИОННЫХ АККУМУЛЯТОРНЫХ БАТАРЕЙ ПРИ РАБОТЕ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НАУЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В статье описывается метод схемотехнической реализации поэлементного контроля напряжений литий-ионных аккумуляторов в составе батарей, предназначенных для эксплуатации на борту космических аппаратов. Метод основан на вычислении напряжения на элементах цифровым способом по данным отдельных измерительных каналов, реализованных на калиброванных прецизионных делителях напряжения. При этом решена проблема реализации режима хранения аккумуляторной батареи без демонтажа встроенной системы управления. Приводятся данные лабораторных испытаний, полученные в ходе отработки технологического образца измерительной системы.

Кл. сл.: поэлементный контроль, литий-ионный аккумулятор, ЛИАБ, космические исследования

ВВЕДЕНИЕ

Применение литий-ионных аккумуляторных батарей для систем электроснабжения космических аппаратов (КА) последние несколько лет представляет собой весьма перспективное направление, которое, однако, наталкивается на ряд сложностей организационно-технологического характера [1]. Первая в России литий-ионная аккумуляторная батарея (ЛИАБ), изготовленная ОАО "Сатурн", была установлена на борту КА "ГЛОНАСС-М" № 27, запущенного в декабре 2008 г. [2]. Одним из необходимых элементов ЛИАБ при применении в условиях космического пространства является система поэлементного контроля напряжений на отдельных аккумуляторах батареи, техническая реализация которой имеет значительную специфику. В статье предложен вариант реализации подобной системы, разработанной и опробованной в ИЗМИ РАН в ходе проведения ряда работ по созданию перспективных систем электроснабжения космических аппаратов научного назначения. Данная система весьма проста, надежна, и может быть полностью реализована на отечественной элементной базе.

ЗАДАЧА ПОЭЛЕМЕНТНОГО КОНТРОЛЯ БАТАРЕИ

Надежная эксплуатация литий-ионной аккумуляторной батареи возможна только при обеспечении непрерывного контроля за напряжением каж-

дого отдельного ее элемента как в процессе разряда, так и в процессе заряда. Напряжение элемента ЛИАБ составляет величину порядка 3.6 В для батарей с оксидными катодами (3.2 В для батарей с катодом на базе литированного фосфата железа) [2] и должно быть измерено с абсолютной погрешностью порядка $\pm(10\div50)$ мВ. Типичное количество элементов — 8 штук, таким образом, полное напряжение батареи составляет величину порядка 28 В. Схема подключения измерительного узла к такой батарее показана на рис. 1. Специфическими по условиям применения требованиями к данному узлу являются следующие.

- Узел измерений монтируется внутри ЛИАБ и не может быть отключен от элементов Э1÷Э8 в режиме хранения батареи/системы электроснабжения космического аппарата. Поэтому его схемотехника должна обеспечивать отсутствие заметных для ЛИАБ токов потребления $I_{\text{ут1}}\div I_{\text{ут8}}$ от измерительных проводников элементов Э1÷Э8 при снятии питания с системы управления ЛИАБ "главным выключателем".

- Схемотехника узла должна быть максимально простой, надежной и быть построена на отечественной элементной компонентной базе (ЭКБ), включенной в соответствующие ограничительные перечни. Сюда же относятся и требования по стойкости ЭКБ к радиации и прочим внешним воздействующим факторам космического пространства в течение длительных сроков эксплуатации аппаратуры на орбите.

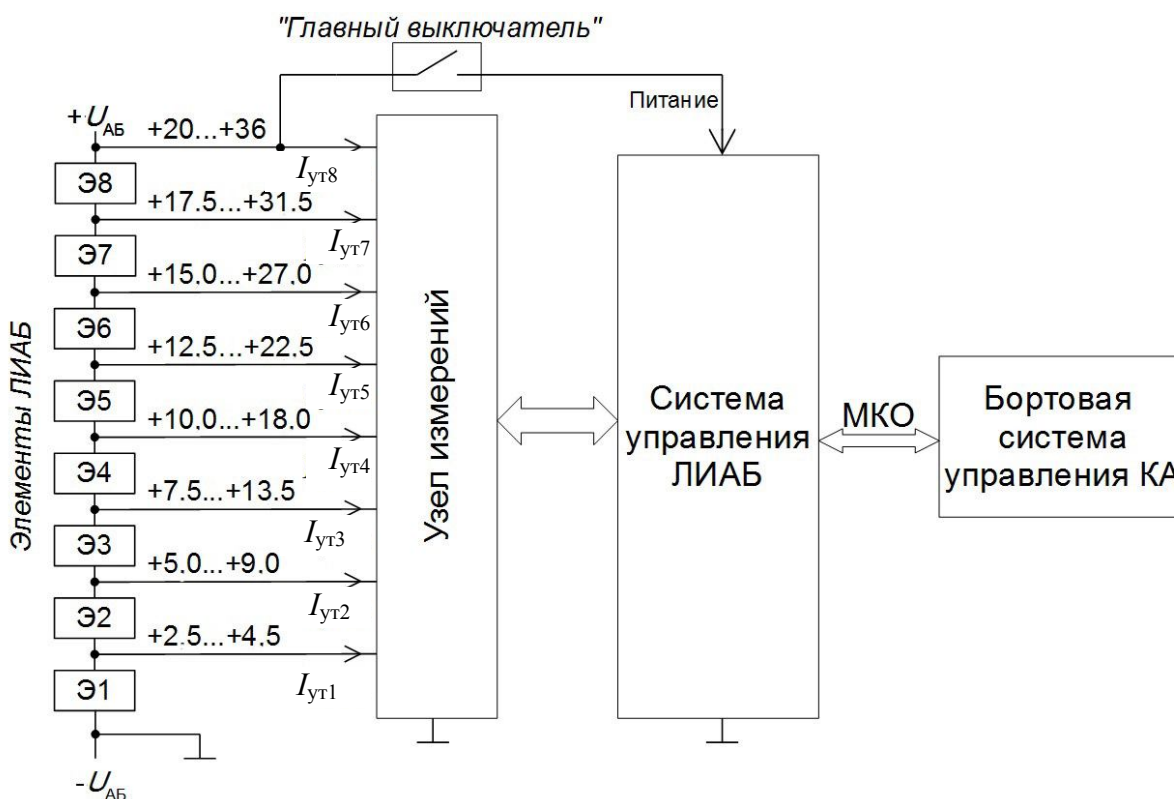


Рис. 1. Схема подключения измерительного узла к ЛИАБ

Сформулированные выше специфические требования не позволяют использовать для реализации измерительного узла какие-либо стандартные решения, а требуют разработки устройства специального назначения, методика построения которого и описывается в статье.

СХЕМОТЕХНИКА УЗЛА ПОЭЛЕМЕНТНОГО КОНТРОЛЯ

Для измерения поэлементных напряжений в данной ситуации был выбран метод прямого дифференциального измерения напряжений каналов элементов $U_1 \div U_8$. Измерение в нашем случае производилось с помощью стандартного 10-битного АЦП с диапазоном измерения $0 \div 5$ В, встроенного в микро-ЭВМ 1886BE2У производства ПКК "МИЛАНДР" (г. Зеленоград), которая применялась в системе управления конкретной ЛИАБ.

Для нормализации напряжений элементов применяется деление на прецизионных резисторах $Rd1 \div Rd2$ в каждом канале. Номиналы резисторов делителей одинаковы для всех каналов: $Rd1 = 2.71$ кОм, $Rd2 = 383$ Ом, за исключением кана-

ла 1, схема которого несколько отличается от остальных (рис. 2). Параметры этих резисторов чрезвычайно критичны для целей достижения точности измерения, поэтому к их выбору следует отнестись крайне внимательно. В данном случае при создании опытного образца системы были применены прецизионные резисторы производства НПО "ЭРКОН" (Н. Новгород) серии P1-8МП-0,125 с допусками $\pm 0.1\%$ -0,5-Г согласно спецификации производителя. Номинальный коэффициент деления для каналов $2 \div 8$ составляет ровно 8.

Измерительные делители напряжения нельзя подключать к батарее напрямую, т. к. через них будут протекать токи при выключенном питании системы управления ЛИАБ (режим хранения), которые будут через защитные диоды АЦП выключенной системы управления производить ее паразитное запитывание, к тому же при этом значительно увеличивается саморазряд батареи. Применение более высокоомных резисторов невозможно по соображениям точности измерения в условиях наличия разнообразных токов утечки и иным причинам.

По этой причине измерительные делители следует развязать от батареи с помощью транзисторных

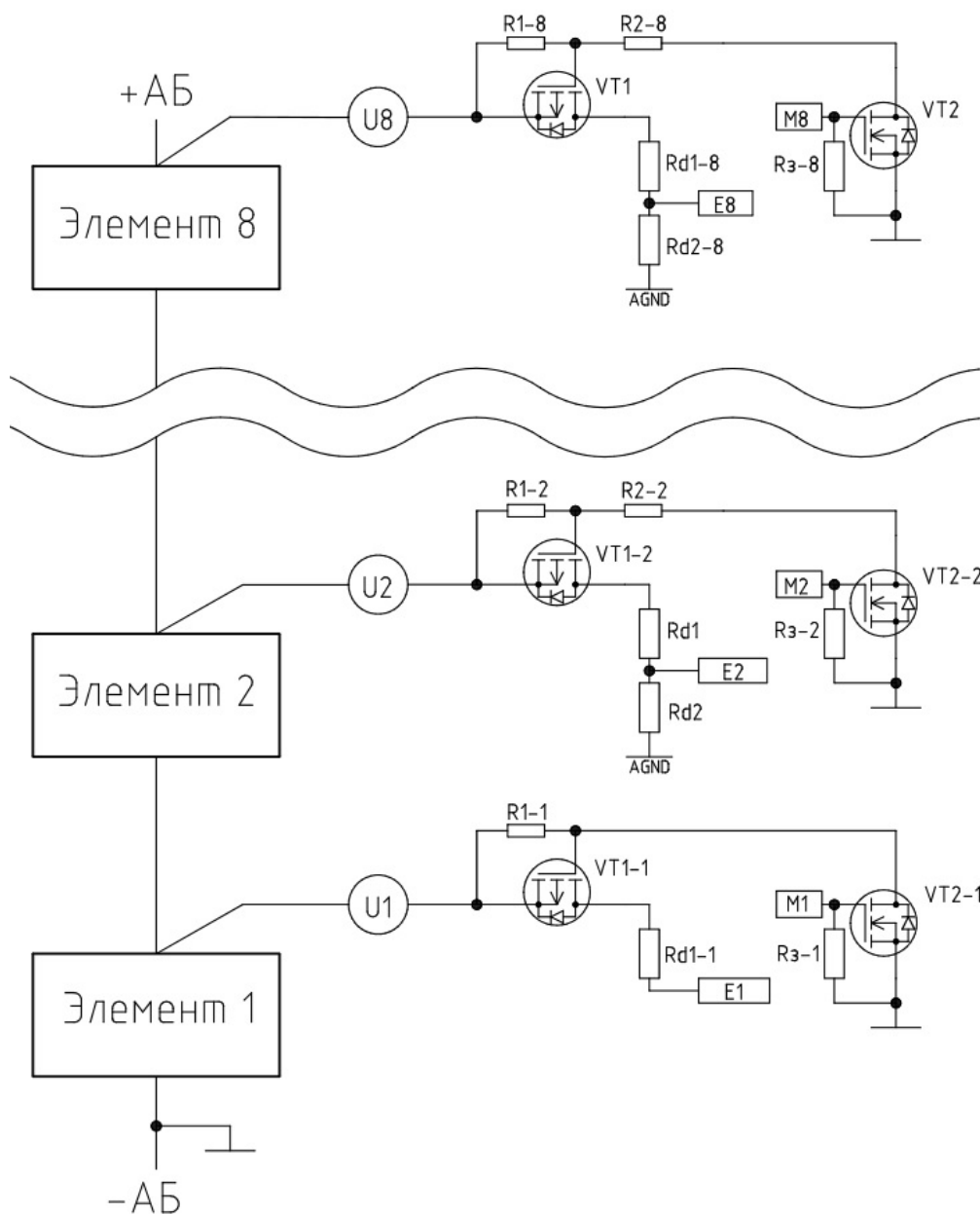


Рис. 2. Схематехника узла измерения напряжений элементов.

Каналы 2÷8 идентичны, за исключением номиналов R1 и R2; клеммы E1÷E8 — выходы для подключения стандартного АЦП; клеммы M1÷M8 — входы управления измерительными ключами; цифровые уровни КМОП +5 В

ключей, как это показано на рис. 2. Режим работы измерительного узла при этом становится импульсным — система управления поочередно активирует соответствующий ключ измерительного канала подачей сигналов управления M1÷M8 (стандартные логические уровни логики КМОП

5 В в данном примере). В режиме хранения импульсы открытия ключей не подаются, таким образом обеспечивая отключение измерительных делителей всех каналов. Импульсный режим измерения также благоприятно сказывается на потреблении измерительного узла и значительном

Параметры схемы измерительного узла на рис. 2

Параметр схемы	Каналы элементов ЛИАБ							
	1	2	3	4	5	6	7	8
R1, кОм	33	43	22	13	10	7.5	6.2	5.6
R2, кОм	—	33	33	33	33	33	33	33
Диапазон U_i , В	2.5÷4.5	5÷9	7.5÷13.5	10÷18	12.5÷22.5	15÷27	17.5÷31.5	20÷36
$U_{зи}$ для VT1, В	-2.5÷-4.5	-2.7÷-5.4	-2.8÷-5.8	-2.6÷-5.6	-2.6÷-5.7	-2.5÷-5.5	-2.5÷-5.5	-2.6÷-5.8
Диапазон E_i , В	2.5÷4.5	0.6÷1.1	0.9÷1.7	1.2÷2.2	1.5÷2.8	1.8÷3.3	2.2÷3.9	2.5÷4.5
Температурный дрейф делителя Rd1—Rd2, мВ	0	0.5	0.7	0.9	1.1	1.4	1.6	1.8
Ошибка измерения U_i , мВ	3	26	27	29	30	33	34	36
Общая ошибка измерения напряжения элемента i , мВ	±2	±15	±27	±28	±30	±32	±34	±35

снижении разогрева измерительных резисторов протекающим током.

Значения поэлементных напряжений получаются в микро-ЭВМ системы управления батареей как разности напряжений соответствующих каналов $U1÷U8$. Для вычисления этих напряжений по измеренным значениям $E1÷E8$ (т. е. по данным АЦП) в программу микро-ЭВМ вводится калибровочная таблица точных значений коэффициентов деления каждого канала, получаемая в ходе проведения калибровки устройства. Для применения на космических аппаратах такое решение является вполне оправданным, учитывая чрезвычайную простоту реализации измерительной схемы и уровень ее надежности на протяжении всего срока летной эксплуатации космического аппарата.

В качестве ключевых транзисторов могут быть использованы любые подходящие по параметрам отечественные МОП-транзисторы, причем комплементарности пары VT1—VT2 не требуется. Особых требований к данным транзисторам с точки зрения методики измерения не предъявляется.

Числовые значения параметров схемы измерительного узла, в т. ч. необходимые для подбора транзисторов, приведены в таблице.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ МЕТОДА

Описанная методика измерения поэлементных

напряжений была опробована в ИЗМИ РАН в ходе реализации ряда научно-исследовательских проектов в области создания перспективных систем электроснабжения (СЭС) космических аппаратов научно-технического назначения. При этом был создан прототип системы управления СЭС с двумя литий-ионными аккумуляторными батареями, который прошел все виды испытаний на уровне технологического образца.

Узел измерений (рис. 1) был реализован в описываемом выше виде и интегрирован в систему управления ЛИАБ, смонтированную внутри корпуса батареи. Система управления была реализована на базе микро-ЭВМ 1886BE2Y производства ПМК "МИЛАНДР" (г. Зеленоград), однако может быть реализована и на других кристаллах, выпускаемых отечественной промышленностью [3]. В данном случае основным фактором ограничения точности измерений стало разрешение АЦП в 10 бит при опорном напряжении 5 В. На величину ошибки измерения также значительное влияние оказывает уровень шума измерительных резисторов делителей напряжения каналов Rd1—Rd2 (за исключением канала 1 элемента, который можно использовать для оценки шумовых эффектов резисторов).

Существенным недостатком предложенного метода измерения является тот факт, что величины ошибок измерения (дискретность АЦП, все виды дрейфов резисторов делителей, сдвиги измери-

тельных каналов, всевозможные шумы и т. д.) умножаются на коэффициент деления измерительных каналов, который равен 8. Существенными преимуществами же являются чрезвычайная простота, надежность и доступность элементной базы повышенной стойкости российского производства.

В полученной системе управления ЛИАБ с помощью применения статистических методов обработки результатов измерений в микро-ЭВМ системы управления (скользящее сглаживание по нескольким сотням точек) была достигнута реальная точность измерений поэлементных напряжений порядка ± 50 мВ с частотой выдачи результатов в систему управления 10 Гц, что является вполне приемлемой величиной для целей управления процессами заряда, разряда и поэлементной балансировки элементов ЛИАБ с помощью электронных нивелиров.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Реализация описанного в статье метода построения узла измерений поэлементных напряжений аккумуляторов в литий-ионных аккумуляторных батареях, применяемых в системах электроснабжения космических аппаратов научного назначения позволяет создавать подобные системы, обладающие такими главными качествами, как простота, надежность, стойкость к воздействию внешних возмущающих факторов космического пространства, достаточная точность, наличие отечественной элементной базы для реализации системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Хромов А.В. Литий-ионные аккумуляторные батареи низкоорбитальных космических аппаратов // Труды ВНИИЭМ. Вопросы электромеханики. 2016. Т. 152, № 3. С. 20–28.
2. Ганзбург М.Ф., Груздев А.И. Особенности построения аппаратуры контроля и защиты высоковольтных литий-ионных аккумуляторных батарей для систем электроснабжения космических аппаратов // Труды ВНИИЭМ. Вопросы электромеханики. 2011. Т. 123, № 4. С. 29–34.
3. Лисин Д., Лебедев Н., Смерек В. Применение современных российских СБИС повышенной стойкости в системах управления солнечными космическими экспериментами в дальнем космосе // Компоненты и технологии. 2016. № 5. С. 73–76.

Институт земного магнетизма, ионосферы и распространения радиоволн им. Н.В. Пушкова РАН (ИЗМИ РАН), Москва, Троицк

Контакты: Лисин Дмитрий Валерьевич,
lisindv@izmiran.ru

Материал поступил в редакцию 14.03.2018

IMPLEMENTATION OF THE METHOD FOR MEASURING ELECTRIC VOLTAGES AT THE ELEMENTS OF Li-ION BATTERIES WHEN WORKING ON SPACECRAFT

D. V. Lisin

*Pushkov Institute of Terrestrial Magnetism, Ionosphere and Radio Wave Propagation (IZMI RAN),
Troitsk, Moscow, Russia*

The method of circuit implementation of the element-by-element voltage control of lithium-ion batteries in the batteries intended for use on spacecraft is described. The method is based on the calculation of the voltage on the elements digitally according to individual measuring channels, implemented on calibrated precision voltage dividers. At the same time, the problem of implementing the storage mode of the battery without dismantling the built-in control system was solved. The data of laboratory tests obtained during the development of the technological sample of the measuring system are given.

Keywords: spacecraft, power supply system, lithium-ion accumulator battery

REFERENCES

1. Chromov A.V. [Lithium-ion rechargeable batteries of low-orbit spacecrafts]. *Trudy VNIIE. Voprosy elektromechaniki* [Proc. of VNIIE. Electromechanics questions], 2016, vol. 152, no. 3, pp. 20–28.
2. Ganzburg M.F., Gruzdev A.I. [Features of creation of an equipment of monitoring and protection of high-voltage lithium-ion rechargeable batteries for the systems of electrical power supply of spacecrafts]. *Trudy VNIIE. Voprosy elektromechaniki* [Proc. of VNIIE. Electromechanics questions], 2011, vol. 123, no. 4, pp. 29–34.
3. Lisin D., Lebedev N., Smerek V. [Application of the modern Russian VLSI of improved stability in control systems solar space experiments in distant space]. *Komponenty i tehnologii* [Components and technologies], 2016, no. 5, pp. 73–76.

Contacts: *Lisin Dmitrij Valer'evich*,
lisindv@izmiran.ru

Article received in edition: 14.03.2018